

宇宙実証衛星 I 型の熱制御系概念検討

Preliminary Study on Thermal Control System of SDS- I

総合技術研究本部宇宙熱技術グループ 岡本 篤
Atsushi Okamoto
Spacecraft Thermal Engineering Group
Institute of Aerospace Technology

Abstract

In this research and development, thermal design of TCS (thermal control system) of SDS- I is conducted. This paper describes preliminary study on the thermal design. A thermal design policy is determined, based on environmental demands for TCS, and thermal instruments are arranged based on the thermal design policy. Thermal analyses were conducted and the validity of a thermal design was confirmed.

1. はじめに

総合技術研究本部では、他本部と協力して小型実証衛星プログラムを実施している。本プログラムは小型衛星を活用して短期間・低コストで新規技術の軌道上実証を行い、利用衛星や科学衛星に活用する技術の技術達成度(TRL^{*1})を高めることを目的とした一連の研究開発活動である。小型実証衛星 I 型(SDS- I, Small Demonstration Satellite- I)は本プログラムの 1 号機である。本研究開発では、SDS- I 熱制御系の開発を実施しており、本稿では SDS- I の熱制御系の概念検討および今後の開発計画について報告する。

^{*1}: TRL(Technology Readiness Level)

テクノロジー準備レベル: テクノロジーの成熟度について、その発展に関して決定をして、テクノロジーを移行する際に管理を助けることを目的として NASA で作られた 1~9 の段階分け。レベル 9 が“ フライト実証品” に該当する。

2. SDS- I の概要

2. 1 小型衛星実証プログラムの目的

SDS- I は、小型実証衛星プログラムの 1 号機として開発を進めているプロジェクトである。小型衛星実証プログラムの目的を以下に示す。

- ①小型衛星を活用して短期間・低コストで、新規技術の軌道上実証を行い、人工衛星に活用する技術の技術達成度(TRL)を高める
- ②素子、機器、システム技術などの宇宙先進技術の軌道上実験を行い、技術レベルの向上を図る
- ③これらの研究活動を低コスト・短期間で開発した小型実証衛星によって実施する

2. 2 SDS- I 主要諸元

SDS- I は総合技術研究本部宇宙実証センターが中心となって開発を進めており、2008 年夏期に H-II A ロケットにより種子島宇宙センターから打ち上げることを予定している。Fig.1 に SDS- I の軌道上イメージ図、Table1 に SDS- I の主要諸元を示す。

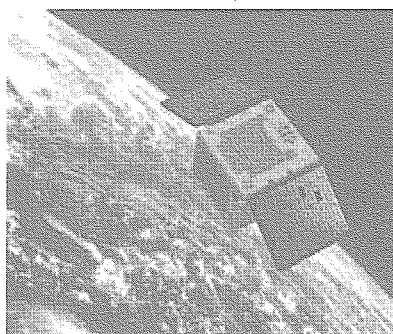


Fig.1 On orbit image of SDS- I

Table1 Specification of SDS- I

Item	Contents
Size	W:700mm×D:700mm×H:600mm
Weight	Less than 100[kg]
Orbit	Sun synchronization orbital About 666 [km]
Attitude Control	Spin Control
Communication	S band
Operative period	More than 3 months

2. 2 SDS- I の特徴

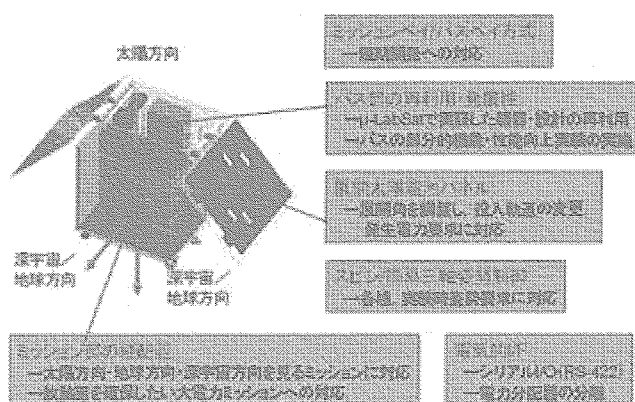


Fig.2 Feature of SDS-1

2. 3 SDS-I のミッション

SDS-I は、先端技術の軌道上実証、軌道上データの取得を目的とし、下記ミッションを搭載する。

①マルチモード統合トランスポンダ (MTP, Multimode TransPonder)

TT&C(Tracking, Telemetry and Command) の運用性向上を目的とした送受信機を実証

②スペースワイヤ実証モジュール (SWIM, Space Wire demonstration Module)

Space Wire^{※2} 規格に基づいた宇宙機の装置間接続やモジュール接続のインターフェースを実証

③電子部品実証コンポーネント (AMI, Advanced Microprocessing In-orbit experiment equipment)

JAXA 部品・材料・機構技術グループにて開発した 64bitMPU、DC/DC コンバータを実証

④小型放射線センサ (DOS, DOSimeter)

コンポーネント及び部品の耐放射線性を把握するため、宇宙放射線のトータルドーズを計測

⑤薄膜太陽電池 (TFC, Thin Film Cell)

次世代の宇宙用太陽電池の候補である 2 種類の薄膜太陽電池の特性把握／実装技術を実証

また、今後の小型衛星シリーズ化、搭載ミッションへの柔軟な対応、定期的な打上げに対応するために、GPS 受信機、精太陽センサ、地球撮像カメラ等の実証実験をバス実験として予定している。

*2 : Space Wire : 電気信号の伝送に差動伝送方式の「LVDS^{※3}」を採用し、送受信の FIFO を組み合わせた簡素なインターフェース。IEEE1355 を基にしている。ESA/NASA/JAXA など策定した宇宙機向けのインターフェース規格。

*3 : LVDS(Low Voltage Differential Signaling) : 数 100M ビット/秒以上と高速の信号伝送を実現するために、振幅を数 100mV に減らした入出力信号レベルの仕様。低振幅としたことで雑音の影響を受けやすくなるが、シングル・エンド伝送ではなく差動伝送にして解決している。

3. SDS- I 熱制御系概念検討

3. 1 熱制御系機能要求

熱制御系に求められる機能要求は、地上および打ち上げ時から運用期間終了までのすべての運用モードにおいて、すべての機器を許容温度範囲内に維持することである。本機能要求を満たすような熱設計が可能であるかどうかフィージビリティ検討を実施した。

3. 2 軌道上熱入力解析

熱設計方針の策定、熱制御材の配置検討を行うにあたり、軌道上熱入力解析を行い衛星に入射する熱量を求めた。解析は、軌道傾斜角： 98.6° 、 TSA^*3 ： 40° の条件で行った。結果の一例として衛星を構成する 6 面のパネルに入射するトータル熱量(太陽光、アルベド、地球赤外放射)を Fig.3 に示し、その特徴を以下に述べる。

*3：TSA(Total Sun Angle)：衛星のスピン軸ベクトルと、太陽方向ベクトルが成す角度。 $TSA=0^\circ$ が衛星と太陽が正対した状態。

- ・ アッパーデッキ(+Z 面)への入熱量が一番多く、サイドパネルへの入熱量の約 2.5 倍である。
- ・ 衛星は機軸をスピン軸としてスピン制御しているためサイドパネル 4 面への入熱量は同じである。
- ・ ロアーデッキ(-Z 面)には太陽光が入射せず、入熱はアルベドおよび地球赤外放射によるものであり、入熱量は衛星を構成する全 6 面のパネルの中で一番少ない。

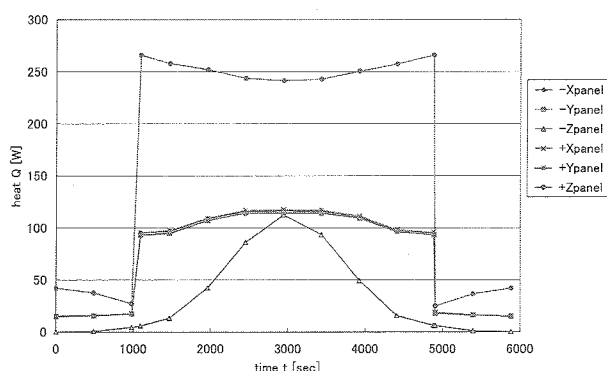


Fig.3 On orbit heating rate on SDS-1

3. 3 熱設計

軌道上熱入力解析結果、搭載機器の発熱プロファイルおよび機器の許容温度から下記の熱設計方針を定めた。この熱設計方針に基づいて熱制御系に対する機能要求を満たすべく熱設計を行い、Fig.4 に示す熱計装配置を決定した。

- (1) 受動型熱制御方式を基本とする。

ヒートパイプ等の熱制御デバイスは用いず、熱制御ペイント、多層断熱材(MLI, Multi Layer Insulation)等による輻射伝熱量の調整およびサーマルフィラー、断熱スペーサ等による伝導伝熱量の調整により熱制御を行う。

- (2) 衛星内部は輻射熱結合を強めるために基本的には黒色塗装を施す。
- (3) 搭載機器／構体パネル間の接触熱抵抗を低減するため、発熱機器はサーマルフィラーを介して構体に取り付ける。
- (4) 許容温度範囲が狭く低温維持が要求されるバッテリーに関しては、太陽光入射がないロアーデッキ(-Z 面)に搭載し、裏面(衛星外部、宇宙側)に放熱面を設ける。また、衛星構体内部の機器およびパネルから輻射による熱的影響をなくすために MLI で断熱する。

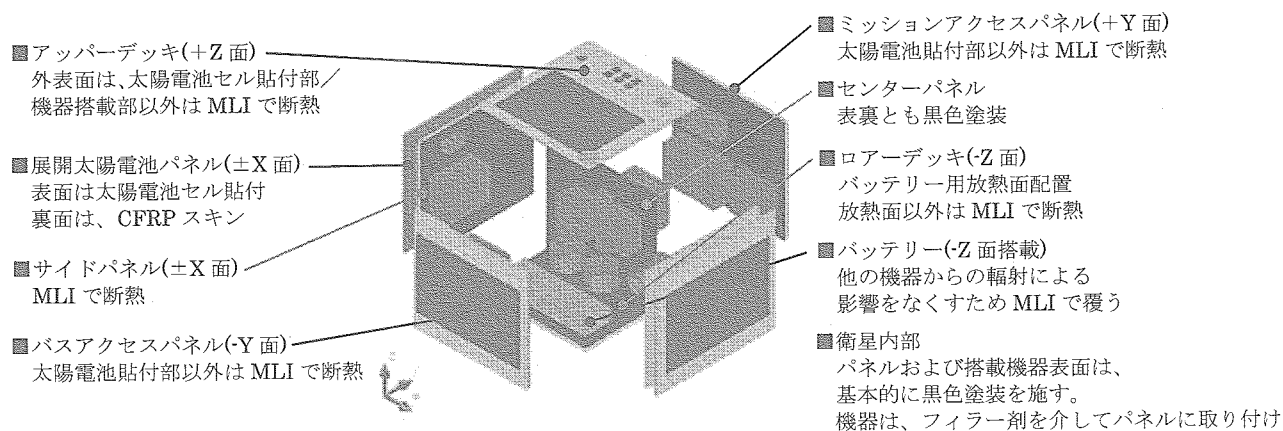


Fig.4 Thermal Design of SDS-1

3. 4 軌道上熱解析

3. 4. 1 解析概要

SDS- I の熱的成立性確認および熱設計の妥当性評価を行うために熱数学モデルを作成し軌道上熱解析を行った。今回作成した SDS- I のシステム熱数学モデルは約 200 ノードからなり、ノード間を伝導・輻射で結合し伝熱ネットワークモデルを構築し、それぞれのノードにおける熱平衡方程式を接点法により解くことにより各ノードの温度を求めた。モデル形状形成等のプリプロセッサには「Thermal Desktop」を、熱解析ソルバーには、「SINDA/Fluint」を用いた。Fig.5 に衛星システム熱数学モデルの概観（透過図）、Fig.6 に解析結果イメージ図を示す。

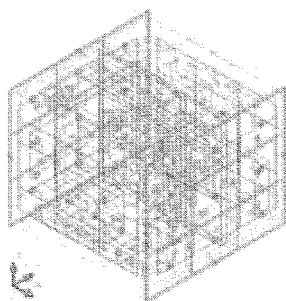


Fig.5 Thermal mathematical model of SDS-1

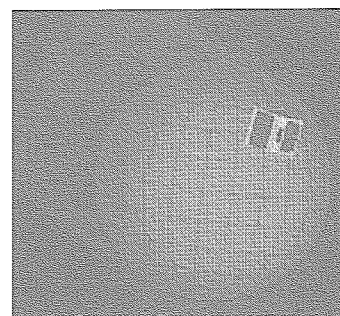


Fig.6 On orbit image of SDS-1

3. 4. 2 解析ケース

打上げからミッション終了までの熱環境条件で、運用フェーズごとに熱環境条件を検討し、熱解析ケースを選定した。また、選定された解析ケースのうち、代表的な 2 ケースを Table2 に示す。

Table2 Thermal analysis case

	熱環境条件			熱制御材 光学特性	運用モード
	太陽光強度	アルベド	地球赤外放射		
高温最悪	1421[W/m ²]	0.25[-]	258[W/m ²]	EOL	MTP DRTS 対向運用
低温最悪	1289[W/m ²]	0.35[-]	216[W/m ²]	BOL	セーフモード

3. 4. 3 解析結果

全解析ケースのうち、Table2 に示す代表的な 2 ケース(高温最悪ケース、低温最悪ケース)の解析結果を以下に示す。

(1) 高温最悪ケース

「MTP DRTS 対向運用モード」は、MTP が 50W、MTP に付随するコンポーネントのコマンドテレメトリ装置 CTU(Command Telemetry Unit)が 20W の計 70W の消費電力で 30 分間運用するモードであり、搭載機器のトータル発熱量が全運用モードの中でもっとも大きくなる。また、外部熱環境条件は衛星への熱入力が最大になる条件を選定し、熱制御材の表面光学特性値は EOL 時の値を使用し、本解析ケースは軌道上で想定される一番高温側に厳しいケースとなっている。Fig.7 に高温最悪ケースの熱解析結果グラフを示す。結果の概要としては、太陽指向面であるアップパードッキに搭載している機器の温度が他の機器と比較して若干高い温度で推移しているが、すべての搭載機器の温度が許容温度範囲内に収まっているので高温最悪ケースにおいて熱的に成立することが確認できた。

(2) 低温最悪ケース

「セーフモード」は、衛星の電力・姿勢等の異常時に衛星システムの保全を行うためのモードで、搭載機器のトータル発熱量がもっとも小さくなるケースである。また、外部熱環境条件は衛星への熱入力が最小になる条件を選定し、熱制御材の表面光学特性値は BOL 時の値を使用し、本解析ケースは軌道上で想定される一番低温側に厳しいケースとなっている。Fig.8 に低温最悪ケースの熱解析結果グラフを示す。結果の概要としては、ミッション部搭載機器およびバッテリーの温度が低くなる傾向が見られる。バッテリーの軌道上予測温度は許容温度範囲内に収まっているが、温度マージンを考慮すると現状の受動型熱制御方式のみによる熱設計では許容温度範囲を逸脱する可能性も有り得る。しかし、バッテリーに保温用のヒーターを取付け、低温時に加熱することにより許容温度範囲内に維持することができることを別途解析により確認している。よって、低温最悪ケースにおいても熱的に成立すると言える。

(3) まとめ

上記 2 ケースを含むすべての解析ケースにおいて搭載機器の温度は許容温度範囲内に収まっていることが確認された。すなわち、すべての運用モードにおいてすべての機器を許容温度範囲内に収めることができる、という結論が得られた。

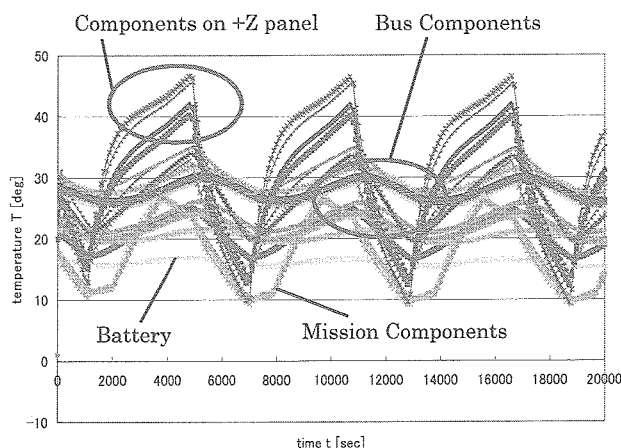


Fig.7 Result of thermal analysis(HOT mode)

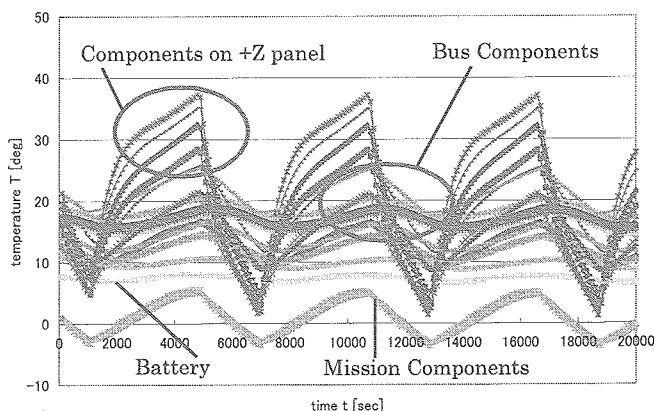


Fig.8 Result of thermal analysis(COLD mode)

4. 今後の開発計画

概念検討／予備設計フェーズでは、熱的フィージビリティおよび解析による熱設計妥当性が確認された。今後は熱設計の妥当性を試験的に検証するために熱構造モデルを設計／製作し熱平衡試験を実施する。熱平衡試験の実施により熱設計の妥当性を評価するとともに、熱数学モデルをコリレーションするのに必要なデータの取得を行う。取得データを用いて熱数学モデルのコリレーションを実施し解析精度の向上を図り、より詳細な軌道上熱設計解析を行い、詳細設計に反映させていく。

5. まとめ

軌道上熱入力解析、搭載機器の発熱プロファイルおよび搭載機器の許容温度をもとに熱設計方針を定め、熱制御材配置検討を行った。その後、熱的フィージビリティ確認および設計の妥当性評価の目的で軌道上熱解析を実施した結果、想定されるすべての運用モード(高温最悪ケース、低温最悪ケースを含む)において、すべての搭載機器を許容温度範囲内に収めることができることが確認され、概念検討における SDS-I の熱的フィージビリティを証明することができた。また、衛星システム全体としては、2006 年 7 月に、システム要求レビュー会において予備設計フェーズの妥当性が確認され、基本設計フェーズへ移行した。今後は、熱平衡試験による熱設計妥当性検証および試験で取得したデータを用いた熱数学モデルの精度向上を図り、詳細設計に反映させていく。